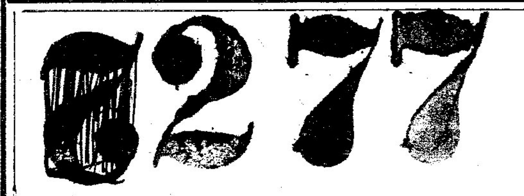
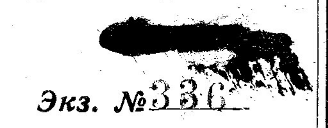




Экз. № 336

САМОЛЕТ

УТБ-2



ОБОРОНГИЗ 1949

УПРАВЛЕНИЕ
ГЛАВНОКОМАНДУЮЩЕГО ВОЕННО-ВОЗДУШНЫМИ СИЛАМИ ВООРУЖЕННЫХ СИЛ
СОЮЗА ССР

УКАЗАНИЕ № 857/7с—УТБ-2

Главного инженера ВВС ВС СССР

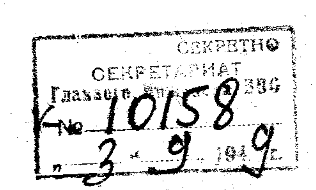
10 декабря 1948 г.

О введении в действие технического описания самолета УТБ-2, книга первая

Настоящее техническое описание самолета УТБ-2 (книга первая) принять к руководству в частях ВВС ВС СССР

Главный инженер ВВС ВС СССР
генерал-полковник ИАС
МАРКОВ

Зам. начальника УТЭ ВВС ВС СССР
инженер-полковник
РОМАШКИН





[redacted]

Экз. № 336

Утверждаю:
Главный конструктор
Сухой

2 июля 1948 г.

Согласовано:
Главный инженер
10-го Главного управления МАП
Загайнов

31 июля 1948 г.

САМОЛЕТ УТБ-2

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

КНИГА ПЕРВАЯ

(ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ)

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ
МОСКВА 1949

Книгу первую технического описания составили:
А. Г. Гольбер, В. И. Ревенков и Г. А. Хитрин

Ответственный редактор
Д. П. Солоухин

Редактор *Г. И. Седленек* Техн. ред. *Н. Н. Пискарева*

Объем 3 печ. л. Учетно-издательских листов 3,6

Тип. ЦАГИ. Зак. № 552

1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА САМОЛЕТА

Двухмоторный учебно-тренировочный бомбардировщик УТБ-2 конструкции П. О. Сухого, построенный по типу серийного самолета Ту-2, представляет собой цельнометаллический свободнонесущий моноплан с высоко расположенным крылом.

Хвостовое оперение — свободнонесущее двухкилевое (фиг. 1 — 3).

Левая половина руля высоты, правый руль поворота и правый элерон снабжены триммерами с дистанционным электрическим управлением. Для облегчения взлета и уменьшения посадочной скорости на крыле поставлены щитки-закрылки типа Шренк с гидравлическим управлением.

Самолет имеет убирающееся в полете шасси и хвостовое колесо. На самолете установлены моторы АШ-21 воздушного охлаждения и винты ВИШ-111В-38.

Экипаж самолета в составе трех человек назначается в зависимости от варианта самолета из следующих лиц (фиг. 4):

а) при пилотском вывозном варианте в носовой части фюзеляжа с левой стороны сидит пилот-ученик, рядом с ним справа — пилот-инструктор, а сзади — радист или штурман;

б) при штурманском варианте (для отработки боевого применения) в носовой части фюзеляжа, с левой стороны, сидит пилот-инструктор, рядом с ним справа—штурман-ученик, сзади — штурман-инструктор.

Штурман-ученик и штурман-инструктор могут в полете меняться местами.

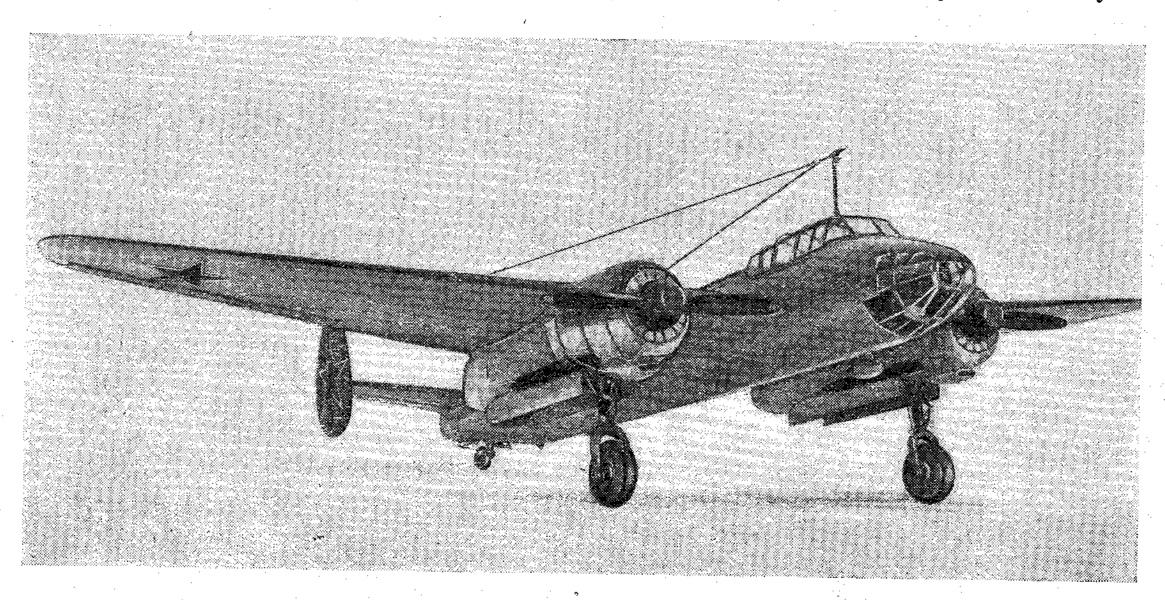
Первый вариант расположения экипажа служит для обучения и тренировки пилотов; в этом случае оба пилота имеют полное управление самолетом и управление газом моторов.

Второй вариант предназначен для обучения и тренировки штурманов. В этом случае правая колонка управления и ножные педали, смонтированные на легкосъемном мостике, снимаются.

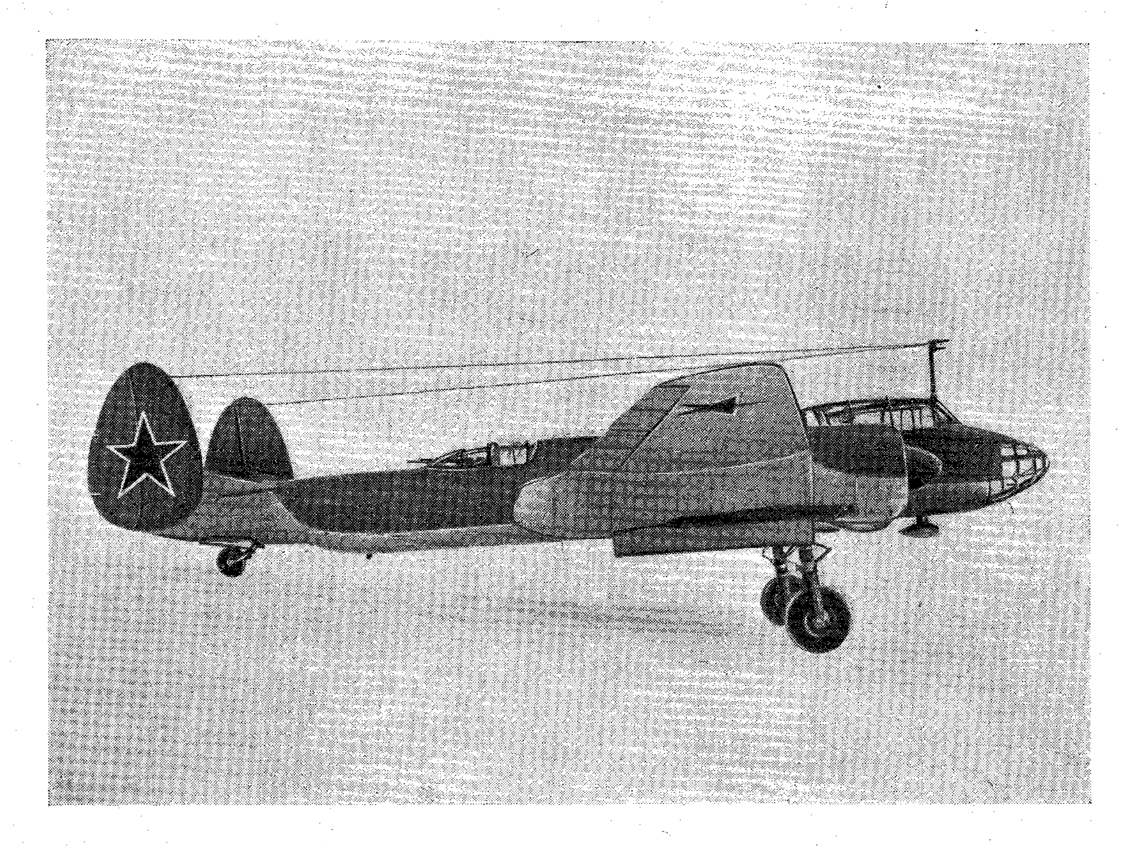
При обучении стрельбе штурман проходит в хвостовую часть фюзеляжа, где расположена стрелковая установка. Сообщение с хвостовой частью обеспечивается просторным лазом, расположенным под центропланом.

Технологически самолет делится на отдельные агрегаты, габариты которых позволяют транспортировать их по железной дороге (фиг. 5).

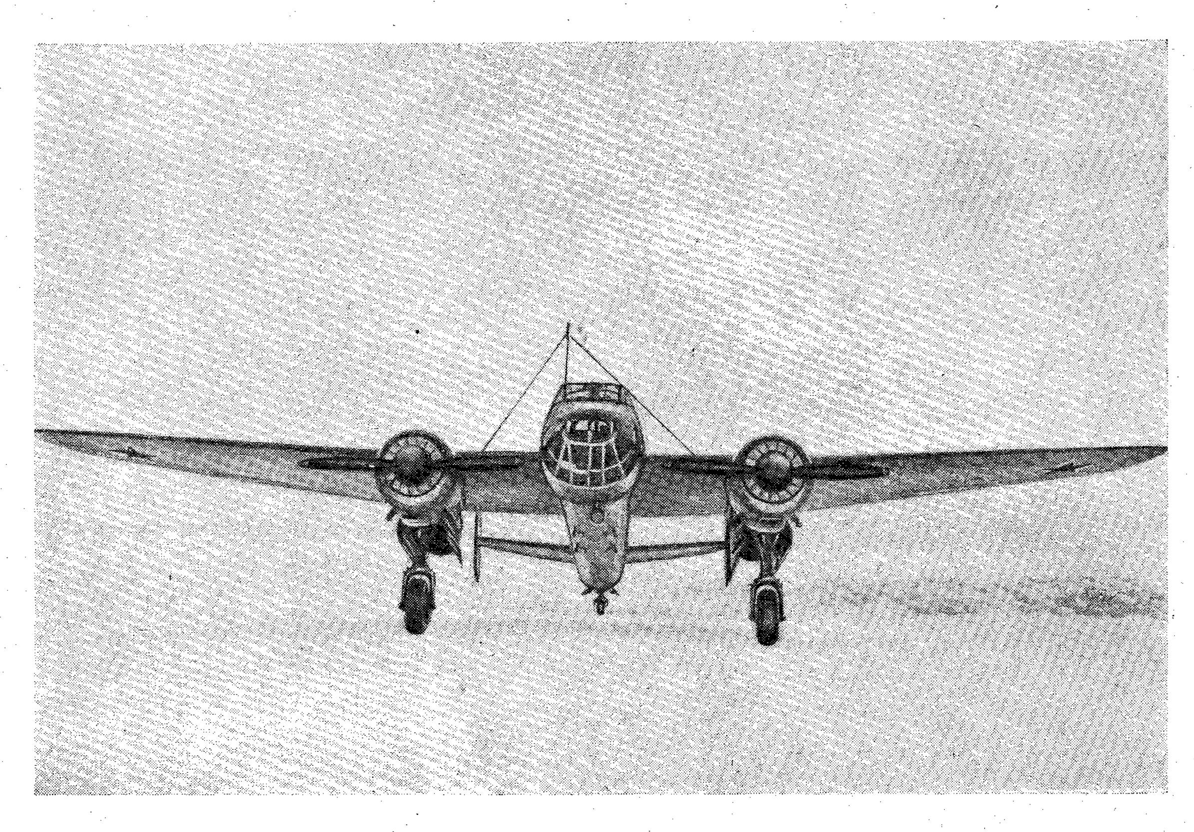
Самолет предназначен для обучения курсантов летчиков и штурманов в летных и штурманских школах ВВС, а также для тренировки летного состава строевых частей бомбардировочной авиации. Дополнительно самолет может быть использован для обучения пилотов и штурманов в школах ГВФ, а также для буксировки учебных конусов.



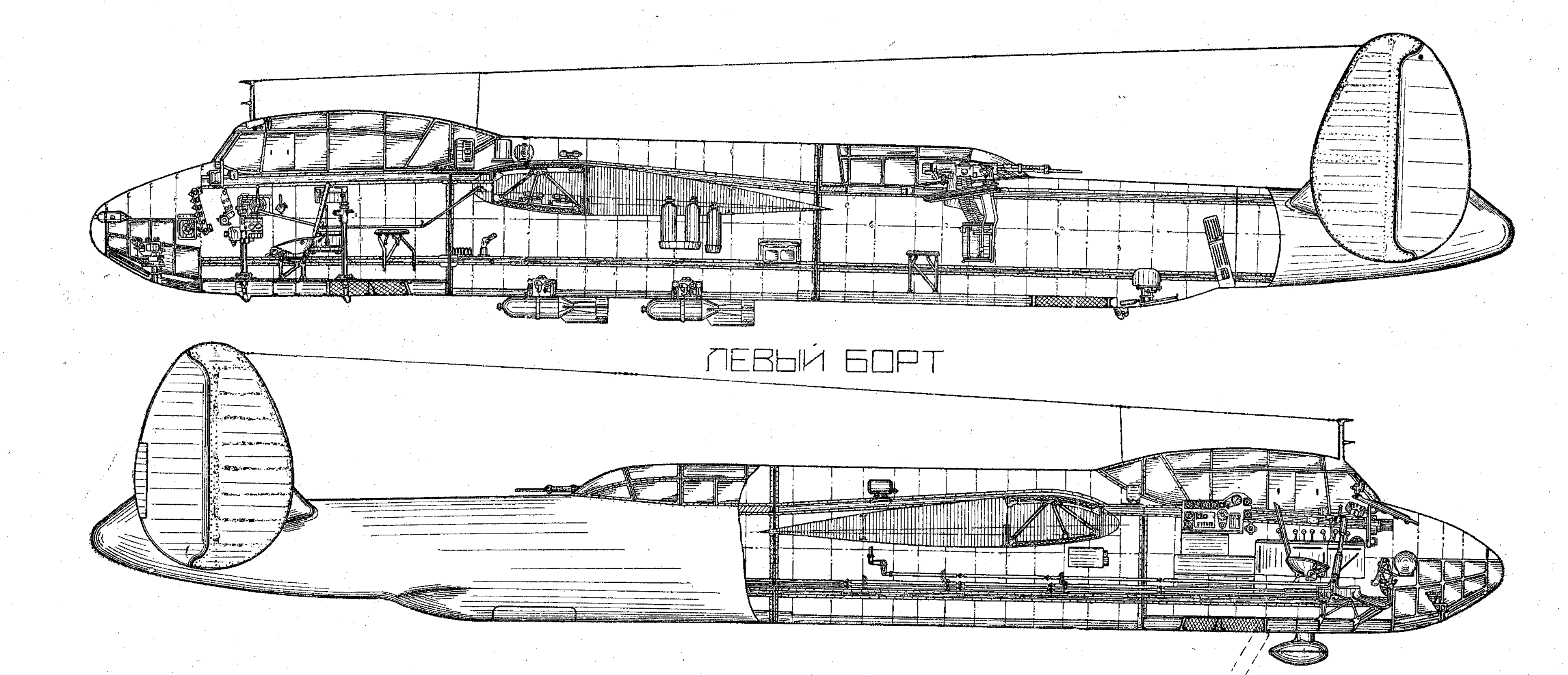
Фиг. 1



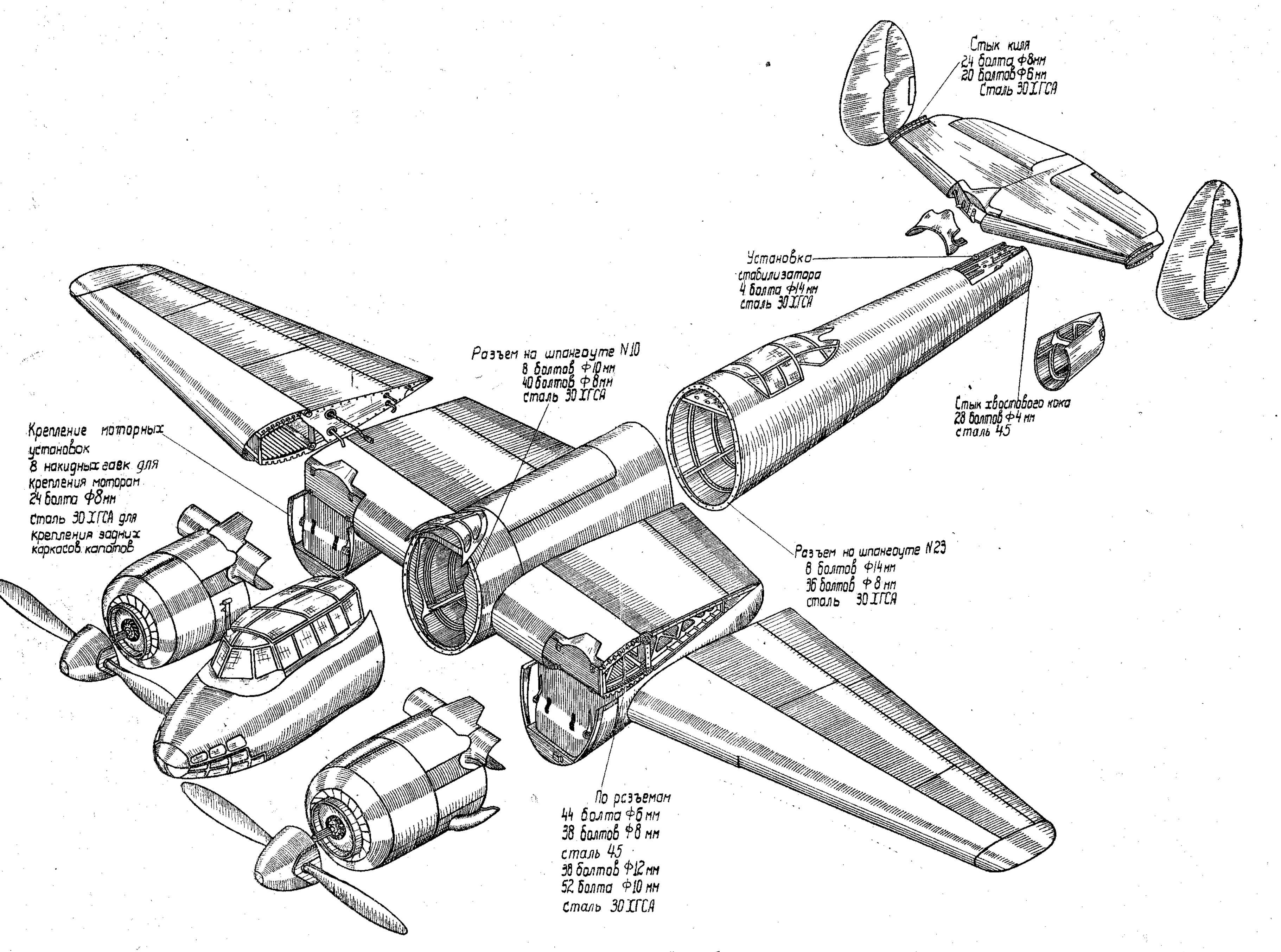
Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4. Схема расположения оборудования.



Фиг. 5. Схема эксплоатационной разбивки самолета.

2. ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Приводимый ниже материал летно-тактических данных получен в результате летных испытаний самолета (см. Акт № 124 ГК НИИ ВВС).

На графиках фиг. 6 показаны длина и время разбега при различных режимах работы моторов и различном полетном весе $G_п$.

Щитки во всех случаях отклонены на угол 15—18°.

При одинаковом полетном весе $G_п = 6640$ *кг* и одинаковых оборотах $n = 2300$ об/мин длина разбега при $p_к = 930$ *мм* рт. ст. меньше длины разбега при $p_к = 850$ *мм* рт. ст. на 35 *м*. Время разбега соответственно меньше на 0,7 сек. Длина разбега самолета весом $G = 6400$ *кг* ($p_к = 930$ *мм* рт. ст.) равна 420 *м*; время разбега — 19,8 сек.

На той же фиг. 6 даны длина и время пробега для $G = 6400$ *кг* при посадке с применением посадочных щитков и тормозов.

Взлетно-посадочные свойства самолета сведены в табл. 1.

Максимальные скорости при горизонтальном полете

На фиг. 7 приведены кривые максимальных горизонтальных скоростей и значений наддува по высотам.

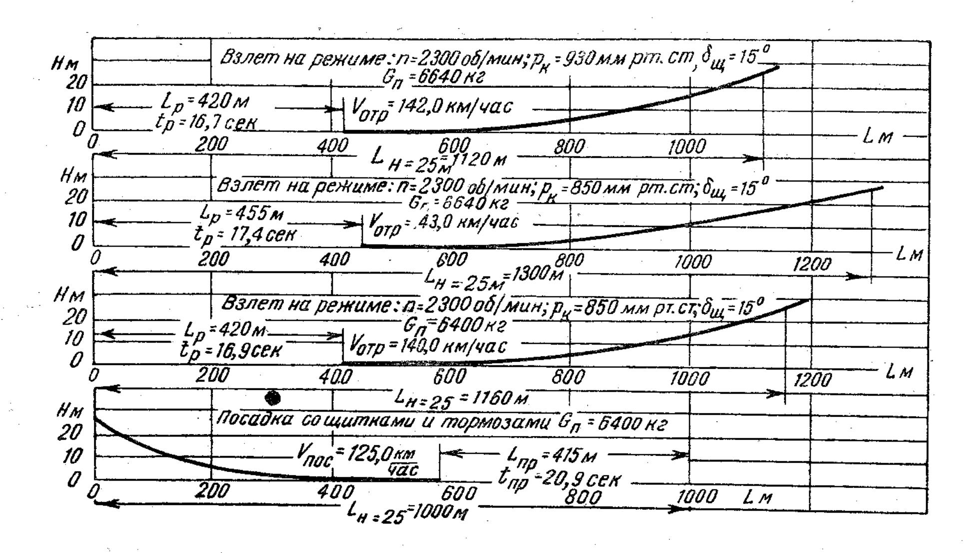
Максимальные скорости по высотам при горизонтальном полете с учетом скоростного напора сведены в табл. 2.

Скороподъемность

На фиг. 8 изображены кривые скороподъемности, времени набора высоты, скорости набора по прибору и $p_к$ при наборе.

Практический потолок для самолета весом $G = 6640$ *кг* равен 7000 *м;* время для подъема на потолок 42,5 мин.

Скороподъемность, время набора высоты, скорость набора по прибору и $p_к$ при наборе высоты сведены в табл. 3.



Фиг. 6. Графики взлетно-посадочных свойств самолета.

Таблица 1

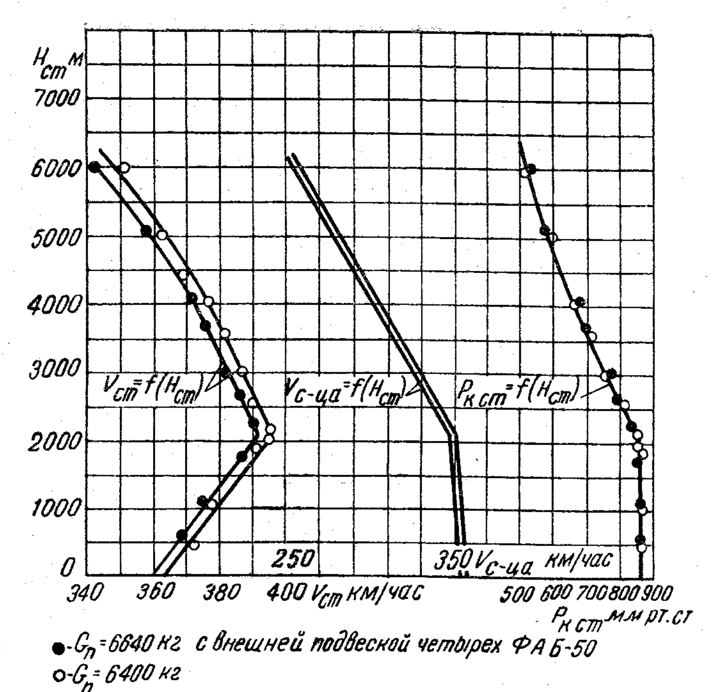
Взлетные свойства

Отклонение щитков [градусы]	Полетный вес $G_п$ [*кг*]	Обороты мотора n [об/мин]	Давление наддува p_k [*мм* рт. ст.]	Длина разбега $L_р$ [*м*]	Время разбега $t_р$ [сек.]	Скорость отрыва $V_{отр}$ [*км/час*]	Длина взлетной дистанции до набора высоты $H = 25$ *м* $L_{H=25}$ [*м*]
15	6640	2300	930	420	16,7	142	1120
15	6640	2300	850	455	17,4	143	1300
15	6400	2300	850	420	16,9	140	1160

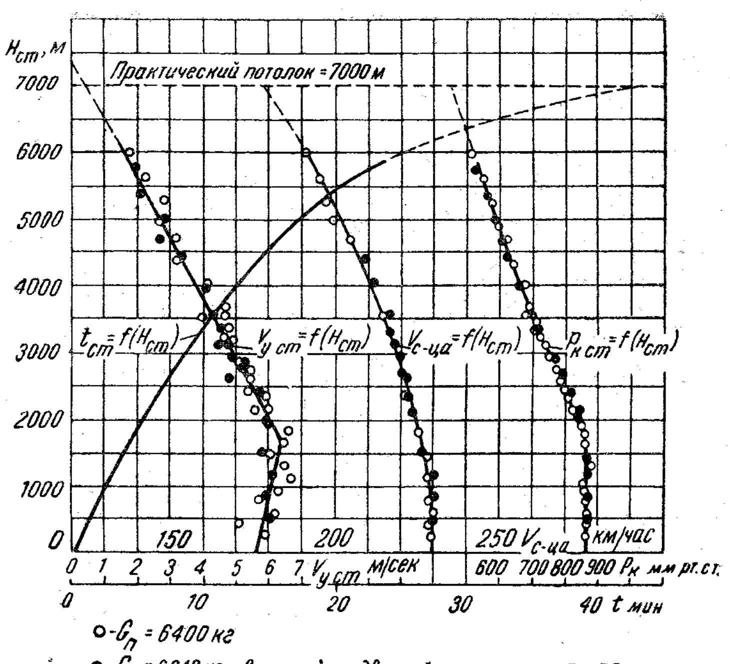
Посадочные свойства (с применением тормозов)

Отклонение щитков [градусы]	Полетный вес $G_п$ [*кг*]	Длина пробега $L_{пр}$ [*м*]	Время пробега $t_{пр}$ [сек.]	Посадочная скорость $V_{пос}$ [*км/час*]	Длина посадочной дистанции с высоты $H = 25$ *м* до остановки [*м*]
45	6400	415	20,9	125	1000

Примечание. Взлетные и посадочные данные приведены для бетонированной дорожки и для стандартных атмосферных условий, при отсутствии ветра.



Фиг. 7. График максимальной горизонтальной скорости и значений наддува по высотам (все величины приведены к стандартным условиям).



Фиг. 8. График скороподъемности и значений наддува по высотам (все величины приведены к стандартным условиям).

Таблица 2

Максимальные скорости при горизонтальном полете

Высота полета [м]	Скорость в зависимости от наддува при полетном весе (в вывозном варианте) 6400 кг и нормальном режиме $n = 2300$ об/мин = const		Скорость в зависимости от наддува при полетном весе для отработки боевого применения 6640 кг (четыре ФАБ-50 снаружи) и нормальном режиме $n = 2300$ об/мин = const	
	V [км/час]	p_k [мм рт.ст.]	V [км/час]	p_k [мм рт.ст.]
0	364	860	360	860
1000	378	860	374	860
2100*	395	860	391	860
3000	387	760	382	760
4000	377	670	372	670
5000	365	590	360	590
6000	349	520	344	520

* Граница высотности (с учетом скоростного напора).

Примечание. Максимальные скорости замерялись при нахождении боковых створок капотов моторов в положении по потоку. Стрелковое вооружение при замере максимальных скоростей находилось в походном положении.

Таблица 3

Данные скороподъемности

Высота [м]	При полетном весе для отработки боевого применения $G = 6640$ кг и $n = 2300$ об/мин = const			
	Вертикальная скорость $V_{y\,ст}$ [м/сек]	Время набора высоты t [мин.]	Скорость набора по прибору (самописцу) $V_{y\,с\text{-}ца}$ [км/час]	Давление наддува p_k [мм рт. ст.]
0	5,7	0	229	860
1000	6,1	2,75	229	860
1700*	6,3	4,37	226	860
2000	6,0	5,35	224	830
3000	4,9	8,5	219	750
4000	3,8	12,5	211	670
5000	2,7	17,5	202	590
6000	1,6	25,2	191	520
7000	0,5	42,5	177	450

* Граница высотности.

Примечания. 1. Стрелковое вооружение находилось в походном положении.

2. Скороподъемность замерялась при полностью открытых боковых створках капотов моторов.

3. Вертикальная скорость при полетном весе (в вывозном варианте) $G = 6400$ кг практически такая же, как при полетном весе $G = 6640$ кг.

Устойчивость и управляемость самолета

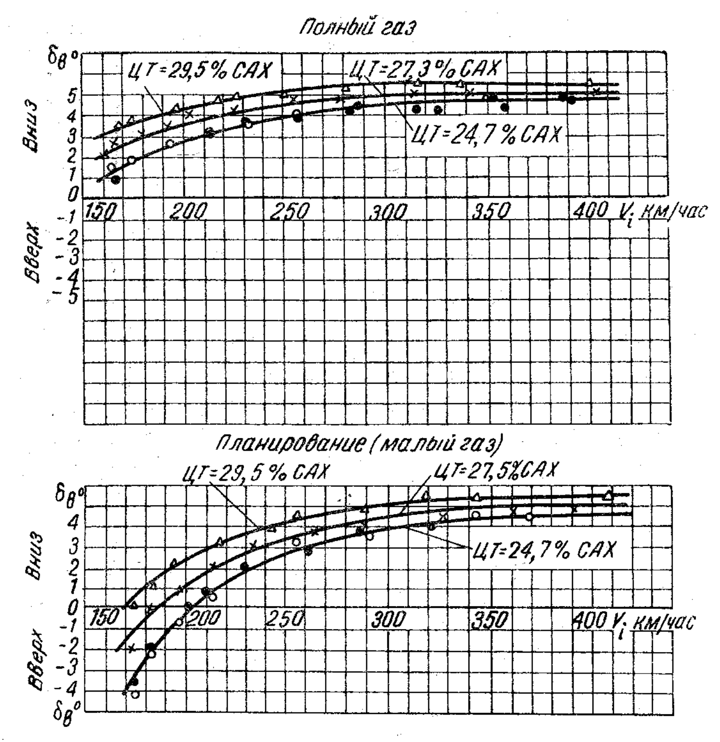
Устойчивость и управляемость самолета получены при различных центровках и различных режимах работы моторов. Балансировочные кривые, характеризующие устойчивость и управляемость самолета, снимались как с убранными шасси и щитками, так и с выпущенными.

На фиг. 9, 10, 11 и 12 даны балансировочные кривые $\delta_в = f(V)$ и $P_в = f(V)$ (угол отклонения штурвала и усилия на штурвале в зависимости от скорости полета).

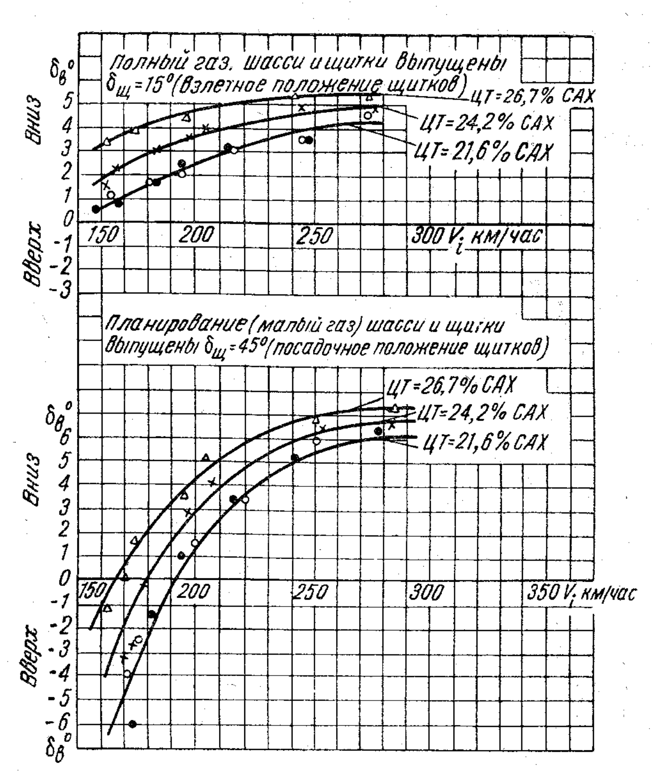
На фиг. 13 показана зависимость потребного отклонения руля высоты на посадке (в момент касания земли) от центровки самолета.

На основании приведенного материала составлена таблица нейтральных центровок в зависимости от режима полета (см. табл. 4).

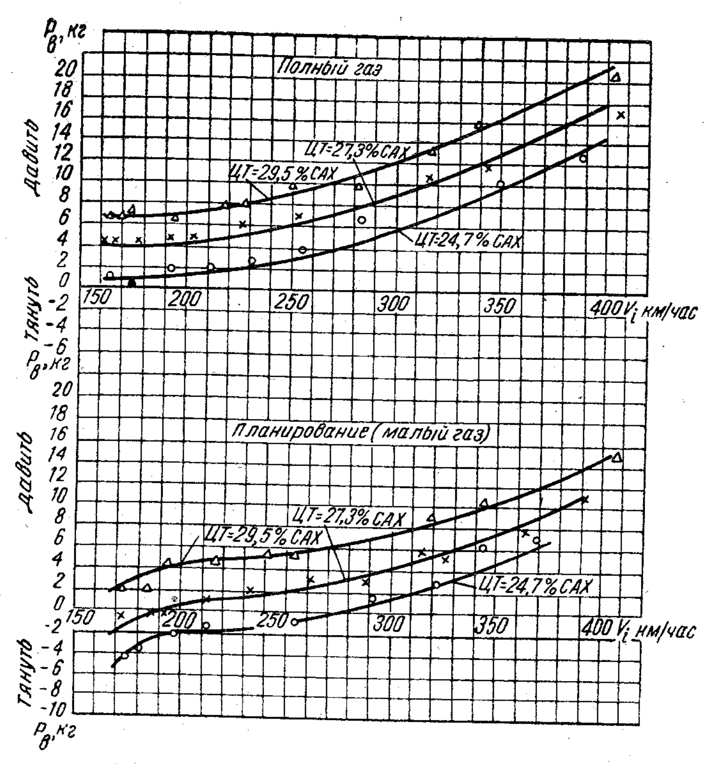
Исходя из условий эксплоатационных центровок самолета, можно заключить, что при предельно задней центровке (с убранным шасси), равной 25,6% САХ, и предельно передней центровке (с выпущенным шасси), равной 20,7% САХ (см. центровку самолета), запас устойчивости самолета на всех режи-



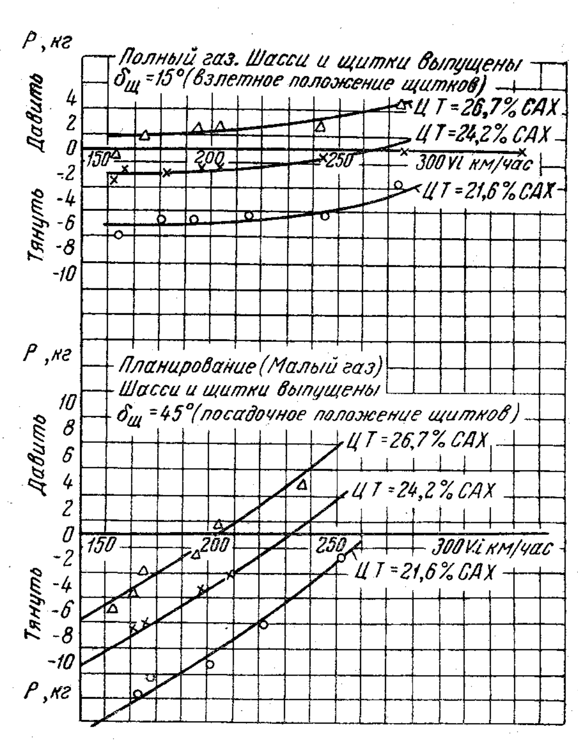
Фиг. 9. Балансировочные кривые углов отклонения руля высоты $\delta_в = f(V_i)$ (шасси и щитки убраны).



Фиг. 11. Балансировочные кривые углов отклонения руля высоты $\delta_в = f(V_i)$ при выпущенных шасси и щитках.



Фиг. 10. Балансировочные кривые усилий на ручке управления $P_в = f(V_i)$ (шасси и щитки убраны).



Фиг. 12. Балансировочные кривые усилий на ручку управления $P_в = f(V_i)$ при выпущенных шасси и щитках.

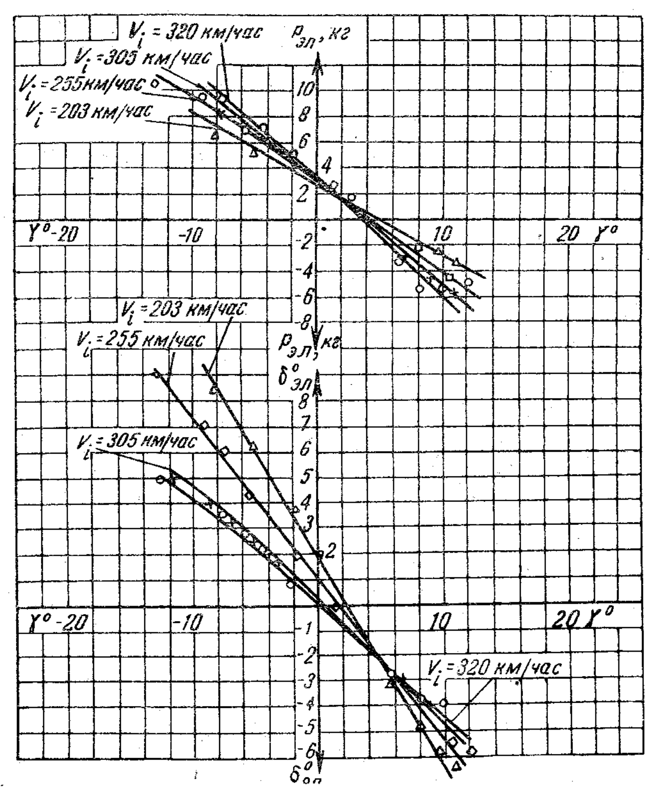
Предельное отклонение руля вверх 31°

Фиг. 13. Углы отклонения руля высоты на посадке (в момент касания земли) в зависимости от центровки самолета.

Таблица 4

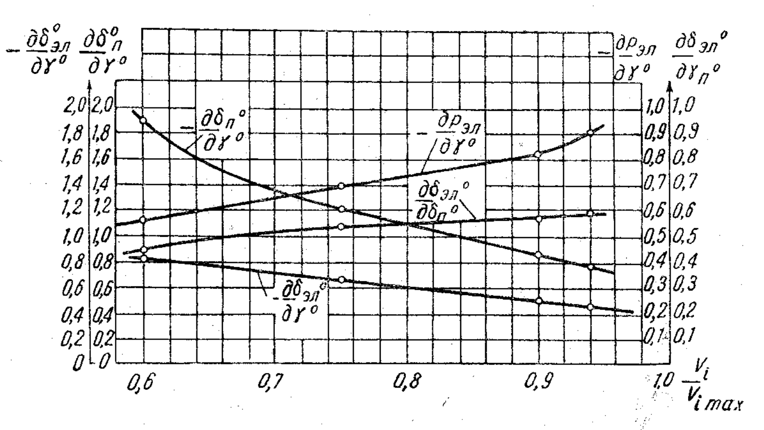
Нейтральные центровки в зависимости от режима полета

№ по пор.	Наименование режима	Центровки, соответствующие нейтральности [% САХ]	
		рули зафиксированы	рули свободны
1	Планирование. Шасси и щитки убраны $V_i = 230$ *км/час*	36,7	28,8
2	Полный газ. Шасси и щитки убраны $V_i = 220$ *км/час*	36,3	26,3
3	Планирование. Шасси и щитки выпущены ($\delta_щ = 45°$) $V_i = 190$ *км/час*	33,1	33,8
4	Полный газ. Шасси и щитки выпущены ($\delta_щ = 15°$) $V_i = 180$ *км/час*	35,1	26,4



Фиг. 14. Балансировочные кривые усилий на штурвале от элеронов и углы отклонения элеронов по углам крена.

Фиг. 15. Балансировочные кривые отклонений руля поворота по углам крена.

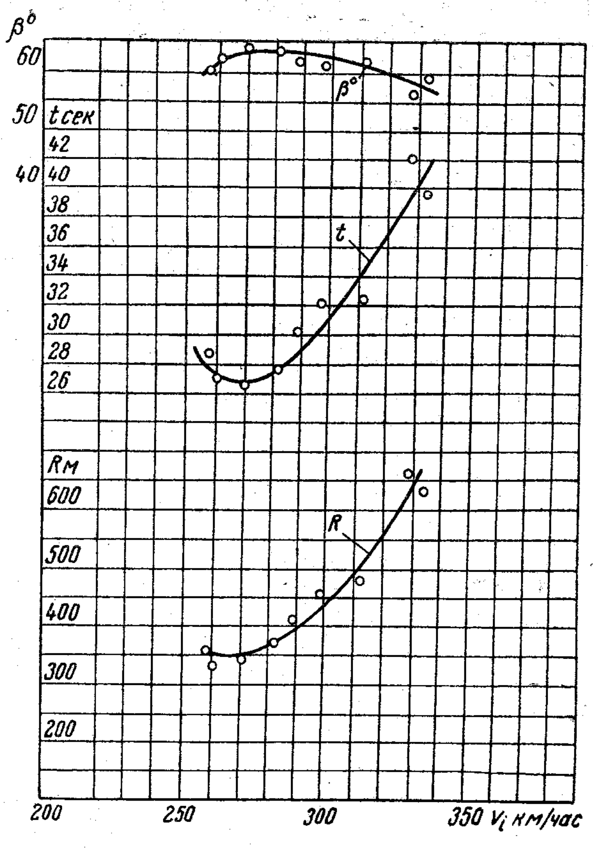


Фиг. 16. Коэфициенты боковой статической устойчивости.

мах полета эксплоатационных центровок достаточен, и рулей на посадку даже при предельно передней центровке (20,7% САХ) достаточно. Однако в соответствии с актом № 124 ГК НИИ ВВС предельно передняя центровка рекомендуется 21,5% САХ.

На фиг. 14, 15 и 16 приведены балансировочные кривые поперечной, путевой и боковой управляемости, которые свидетельствуют, что самолет вполне устойчив и управляем на всех режимах полета.

В заключение приводится таблица характеристик установившихся виражей на высоте 1000 *м* (см. табл. 5) и графики тех же величин (фиг. 17) в зависимости от скорости.



Фиг. 17. График характеристик установившихся предельных виражей на высоте 1000 *м*.

Таблица 5

V_i [*км/час*]	Время выполнения одного витка t [сек.]	Радиус виража R [*м*]	Угол крена β [градусы]
260	28,0	350	61,0
270	27,0	350	62,5
280	27,2	360	63,0
290	28,5	390	62,5
300	30,7	430	62,5
310	33,3	485	61,0
320	36,2	550	59,5

Полет на одном моторе

С убранным шасси при полетном весе 6400 *кг* самолет допускает горизонтальный полет на одном моторе и при полностью затяжеленном винте (700—800 об/мин) задросселированного мотора позволяет производить набор высоты и развороты как в сторону работающего, так и в сторону неработающего мотора.

Горизонтальный полет на одном работающем моторе возможен на высоте 3000 *м* на скорости 170—180 *км/час* по прибору.

Техника пилотирования самолета при одном работающем моторе проста: самолет легко удерживается ногами в прямолинейном полете, нагрузки на педали при этом невелики и могут быть полностью сняты при помощи триммеров.

Наивыгоднейшая скорость полета на одном моторе с выпущенным шасси 190 — 195 *км/час* по прибору; при этом на высоте 1000 *м* самолет медленно снижается (за 5 мин. полета теряет 50 *м* высоты).

На высоте 500 *м* самолет летит без снижения и позволяет производить развороты на работающий мотор с креном 7 — 10° на скорости 195 *км/час* по прибору. Нагрузка с педали при этом триммером руля поворота полностью не снимается.

3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

В дополнение к графикам фиг. 6 — 17, характеризующим летные качества самолета, на фиг. 18—21 приводятся основные данные аэродинамического расчета самолета, включающие:

а) поляру самолета (фиг. 18);

б) кривые располагаемых мощностей (фиг. 19);

в) барограмму скороподъемности самолета (фиг. 20) при $G = 6640$ *кг*;

C_y

1,0

0,50

0

$C_x = f(C_y)$

$\frac{C_y}{C_x} = f(C_y)$

$C_{y\,макс} = 1{,}40$

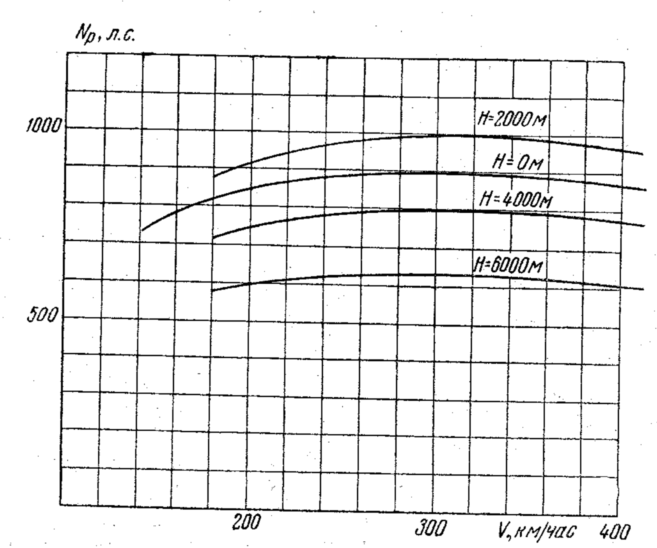
0 0,05 0,10 C_x

0 10 20 C_y/C_x

——— На режиме $V_{макс}$

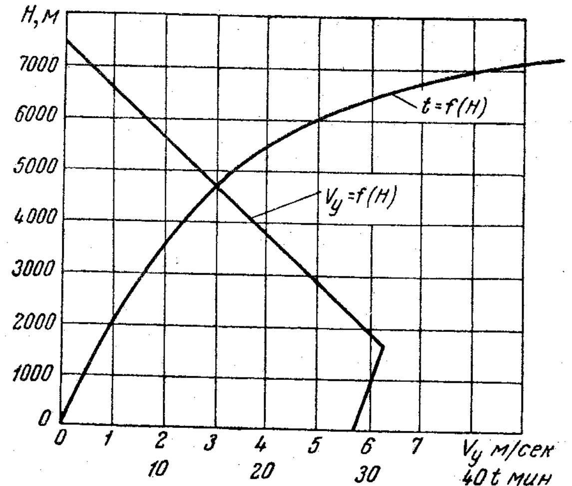
– – – – На режиме $V_{наб. высоты}$

Фиг. 18. Поляра самолета с моторами АШ-21 для горизонтального полета (без наружной подвески бомб).



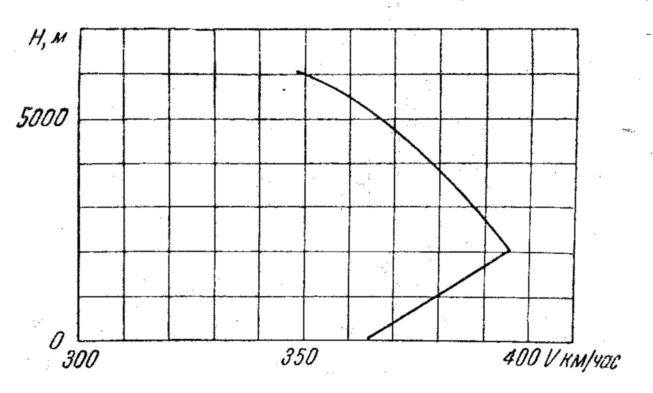
Фиг. 19. Кривые располагаемых мощностей для разных высот (с учетом скоростного наддува).

г) кривые максимальных скоростей по высотам (фиг. 21).



Фиг. 20. Барограмма скороподъемности самолета при $G = 6640$ кг и кривая времени набора высоты.

Из фиг. 21 видно, что максимальная скорость V_{max} имеет наибольшее значение 395 *км/час* на высоте 2100 *м*.



Фиг. 21. Кривая максимальных скоростей по высотам (без наружной подвески бомб).

4. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Геометрические данные

Размах крыла	18,86 *м*
Длина самолета	13,985 „
Высота самолета на стоянке	4,45 „
Площадь крыла	48,8 *м*²
Удлинение крыла	7,3
Площадь горизонтального оперения	8,72 *м*²
Площадь вертикального оперения	5,67 „
Площадь элеронов	3,03 „
Площадь щитков-закрылков	5,38 „
Ширина колеи шасси	5,4 „
Размер главных колес	900 × 300
Размер хвостового колеса	470 × 210
Диаметр винта (двухлопастный)	3,4 *м*

Моторы

Количество моторов	2
Тип мотора	АШ-21
Номинальная мощность у земли	570 *л. с.*
Взлетная мощность	700 „
Высотность моторов	1700 *м*
Номинальная мощность на высоте 1700 *м*	615 *л. с.*

Баки

Бензобаки № 4 емкостью	2 × 220 *л*
Бензобаки № 5 емкостью	2 × 120 „
Общая емкость бензобаков	680 „
Маслобаки емкостью	2 × 43 „
Гидравлический бачок емкостью	1 × 15,6 „

Весовые данные

	Вывозной вариант	Вариант отработки боевого применения
Полетный вес	6446,0 *кг*	6686,0 *кг*
Вес пустого самолета	5516,0 „	5477,0 „
Вес нагрузки	930,0 „	1209,0 „
Экипаж из трех человек	270 „	270 „
Бомбы	—	200 „
Патроны 60 шт	—	10,2 „
Топливо	503 *кг*	503 „
Смазочное масло	70 „	70 „
Снаряжение	87,0 „	155,8 „

Удельные нагрузки

Нагрузка на 1 *м*² крыла	137 *кг/м*²
Нагрузка на 1 *л. с.* взлетной мощности	4,77 *кг/л. с.*

Летные данные

Максимальная скорость на высоте 2100 *м*	391 *км/час*
Максимальная скорость у земли	360 „
Время подъема на высоту 3000 *м*	8,5 мин.
Практический потолок	7000 *м*
Дальность полета на скорости 240 *км/час* на высоте 2000 *м*	940 *км*
Длина разбега на форсированной мощности	420 *м*
Посадочная скорость	125 *км/час*

5. ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА

Основным видом вооружения самолета является бомбардировочное вооружение с прицелами для ведения дневного и ночного бомбометания.

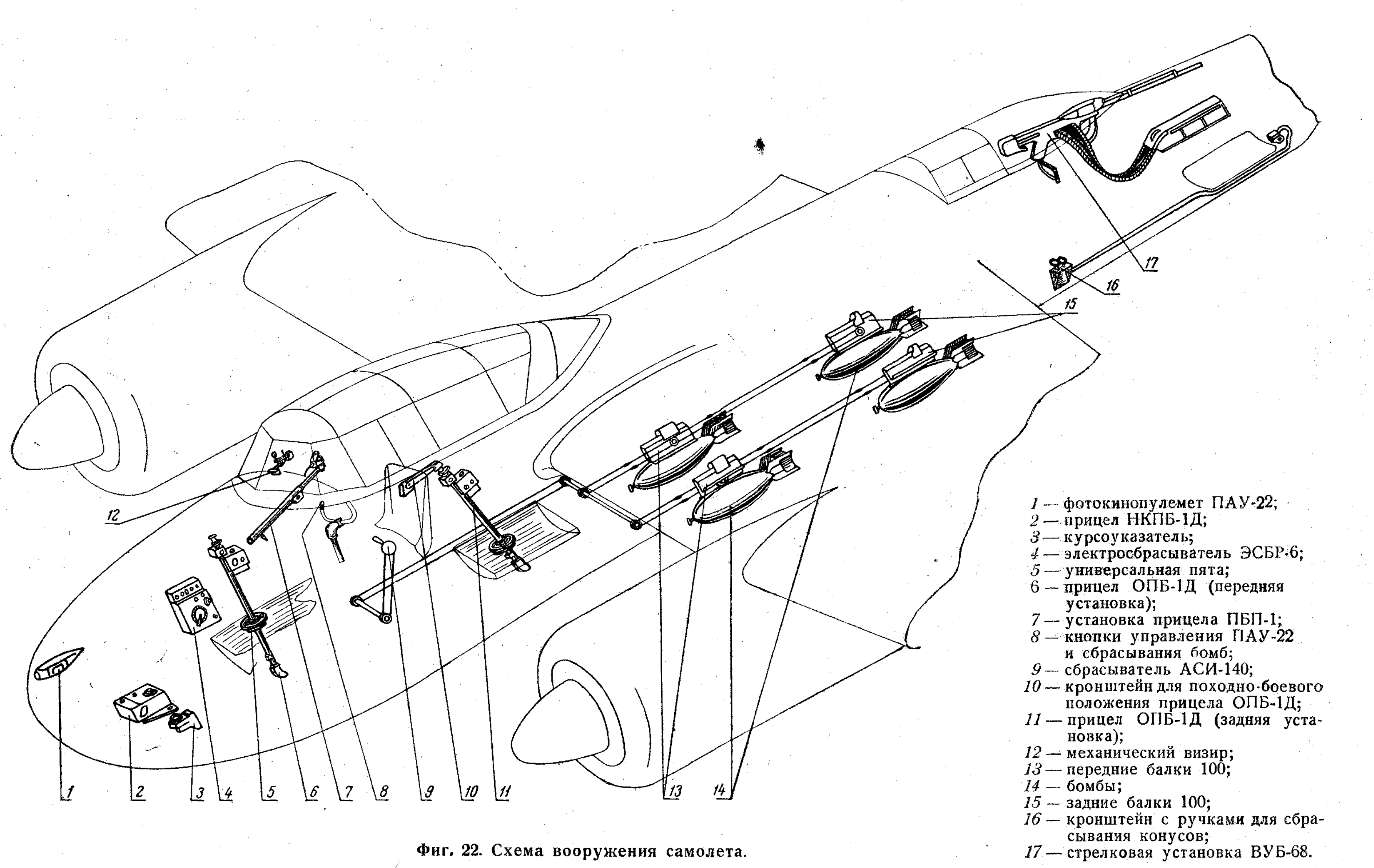
Бомбардировочное вооружение самолета обеспечивает бомбометание при горизонтальном полете и при пикировании.

Вооружение самолета состоит из четырех бомбодержателей под замок ДЗ-40, смонтированных в центральной части фюзеляжа; прицелов НКПБ-1Д, ОПБ-1Д и ПБП-1 для бомбометания; верхней стрелковой установки ВУБ-68, расположенной в хвостовой части фюзеляжа; установки для буксировки конусов и установки фотокинопулеметов ПАУ-22 для контроля выполнения задания и ведения учебной стрельбы (фиг. 22).

Конструкция бомбодержателей предусматривает подвеску бомб калибром до 100 *кг*.

Управление бомбодержателями — электропиротехническое — от ЭСБР-6 и механическое — от АСИ-140.

Подробное описание вооружения самолета дано во второй книге технического описания.



Фиг. 22. Схема вооружения самолета.

1 — фотокинопулемет ПАУ-22;
2 — прицел НКПБ-1Д;
3 — курсоуказатель;
4 — электросбрасыватель ЭСБР-6;
5 — универсальная пята;
6 — прицел ОПБ-1Д (передняя установка);
7 — установка прицела ПБП-1;
8 — кнопки управления ПАУ-22 и сбрасывания бомб;
9 — сбрасыватель АСИ-140;
10 — кронштейн для походно-боевого положения прицела ОПБ-1Д;
11 — прицел ОПБ-1Д (задняя установка);
12 — механический визир;
13 — передние балки 100;
14 — бомбы;
15 — задние балки 100;
16 — кронштейн с ручками для сбрасывания конусов;
17 — стрелковая установка ВУБ-68.

6. ВЕСОВАЯ СВОДКА САМОЛЕТА

Таблица 6

Наименование	Вес [кг] для вывозного варианта	Вес [кг] для варианта отработки боевого применения
Вес пустого самолета	5516,0	5477,0
I. Конструкция	3538,1	3499,1
II. Силовая установка	1518,1	1518,1
III. Оборудование	459,8	459,8
Полная нагрузка	930,0	1209,0
IV. Снаряжение	87,0	155,8
V. Экипаж	270,0	270,0
VI. Топливо и масло	573,0	573,0
VII. Боеприпасы	—	210,2
Полетный вес	6446,0	6686,0
I. Конструкция	3538,1	3499,1
Центроплан	751,9	751,9
Отъемные части крыла	592,6	592,6
Стыковка и окраска	17,4	17,4
Носовая часть фюзеляжа	159,0	159,0
Средняя часть фюзеляжа	186,6	186,6
Передний фонарь	70,0	70,0
Хвостовая часть фюзеляжа	243,6	243,6
Задний фонарь	34,0	34,0
Хвостовой кок	8,0	8,0
Окраска фюзеляжа	15,0	15,0
Стабилизатор	71,2	71,2
Руль высоты	45,8	45,8
Киль	37,5	37,5
Руль поворота	25,7	25,7
Зализы, обтекатели, окраска	10,3	10,3
Управление в передней кабине	48,0	48,0
Мост управления второго пилота	39,0	—
Установка моста второго пилота	13,0	13,0
Управление в средней части фюзеляжа	15,4	15,4
Управление в хвостовой части фюзеляжа	11,0	11,0
Управление в отъемных частях крыла	15,3	15,3
Управление в центроплане	8,4	8,4
Управление в оперении	10,0	10,0
Управление стопором	2,6	2,6
Управление щитками	19,3	19,3
Гидравлическое оборудование передней кабины	37,0	37,0
Гидравлическое оборудование центроплана	51,0	51,0
Гидравлическое оборудование хвостовой части фюзеляжа	7,0	7,0
Гидравлическое оборудование силовой установки	14,0	14,0
Обтекатель шасси	170,3	170,3

Наименование	Вес [кг] для вывозного варианта	Вес [кг] для варианта отработки боевого применения
Шасси	452,9	452,9
Хвостовое колесо	44,0	44,0
Кок винта	19,0	19,0
Капот мотора	156,8	156,8
Рама шасси	46,9	46,9
Моторама	37,5	37,5
Дополнительная окраска	40,0	40,0
Неучтенные детали	11,1	11,1
II. Силовая установка	1518,1	1518,1
Моторы с маслом	1012,0	1012,0
Винты	240,0	240,0
Выхлопные коллекторы	31,5	31,5
Всасывающие патрубки	12,3	12,3
Управление моторами	36,9	36,9
Управление Р-7	4,5	4,5
Воздушная система	21,9	21,9
Система заливки	13,2	13,2
Маслобаки с креплением и контейнером	27,0	27,0
Маслорадиатор с креплением	25,0	25,0
Масло в радиаторах	8,0	8,0
Маслопровод и арматура	17,2	17,2
Бензопровод и арматура	25,7	25,7
Бензобак № 4	22,5	22,5
Бензобак № 5	17,4	17,4
Масло в системе	3,0	3,0
III. Оборудование	459,8	459,8
А. Боевое оборудование	88,6	88,6
Верхняя задняя установка	49,5	49,5
Бомбардировочное оборудование	10,7	10,7
Приспособление для подъема бомб	2,0	2,0
Управление держателями	3,4	3,4
Установка прицела НКПБ-1Д	3,6	3,6
Установка пяты прицела ОПБ-1Д	2,2	2,2
Установка прицела ОПБ-1Д (походное положение)	1,2	1,2
Установка прицела ПБП-1	3,7	3,7
Установка пяты прицела ОПБ-1Д	2,0	2,0
Конусная установка (без конусов)	2,7	2,7
Прицел ПБП-1	1,8	1,8
Патронный рукав	4,8	4,8
Мешок для гильз и звеньев	1,0	1,0
Б. Спецоборудование	371,2	371,2
Приборные доски пилотов (без индикатора РВ-2)	19,3	19,3
Приборная доска штурмана	2,1	2,1

Наименование	Вес [кг] для вывозного варианта	Вес [кг] для варианта отработки боевого применения	Наименование	Вес [кг] для вывозного варианта	Вес [кг] для варианта отработки боевого применения
Панель манометров	1,5	1,5	Установка передатчика РСИ-6, приемника УС-3 и передатчика РСБ	2,1	2,1
Установка компаса А-4 у прицела	1,6	1,6	Кабели установки РСИ-6	3,3	3,3
Установка компаса А-4 у штурмана	1,6	1,6	Установка РВ-2	1,0	1,0
Проводка бензо- и масломанометра	2,8	2,8	Индикатор РВ-2 с креплением на приборной доске	2,0	2,0
Проводка АНО передней кабины	4,0	4,0	Установка фотокинопулемета ПАУ-22	0,5	0,5
Проводка АНО по левому носку	2,8	2,8	Датчик ПДК-44 с креплением	5,0	5,0
Проводка АНО по правому носку	1,2	1,2	Часы АВР и АЧХО	0,7	0,7
Проводка АНО в мотоустановке	9,0	9,0	Шторки в носовой части фюзеляжа	4,0	4,0
Установка антенной стойки	2,7	2,7	Установка ночного освещения	5,0	5,0
Манипуляционный пульт	1,0	1,0	*IV. Снаряжение*	87,0	155,8
Антенна	0,8	0,8	Приемник РПКО-2Б	11,2	11,2
Кабели рации	6,0	6,0	Умформер РУ-11А к РПКО-2Б	3,2	3,2
Рамка и установка РПКО-2Б	7,2	7,2	Радиопередатчик РСБ-3бис АД	15,0	15,0
Кабели РПКО-2Б	7,3	7,3	Радиоприемник УС	5,2	5,2
Агрегаты РПКО-2Б на доске штурмана	5,7	5,7	Передатчик РСИ-6	3,5	3,5
Генератор ГС-1500	28,8	28,8	Приемник РСИ-6	5,0	5,0
Установка аккумулятора	31,0	31,0	Умформер РУ-11А (к приемнику УС)	3,3	3,3
Электрооборудование кабины пилота	58,5	58,5	Умформер РУН-300 (к передатчику)	9,0	9,0
Электрооборудование центроплана	75,0	75,0	Умформер РУ-11А (к приемнику РСИ-6)	2,0	2,0
Электрооборудование левой консоли	6,1	6,1	Умформер РУ-45А (к передатчику РСИ-6)	3,3	3,3
Электрооборудование правой консоли	2,7	2,7	Кислородные баллоны (3 шт.)	24,0	24,0
Электрооборудование левой мотогондолы	5,3	5,3	Ракетница с ракетами	2,3	2,3
Электрооборудование правой мотогондолы	5,3	5,3	Пулемет УБТ	—	21,4
Электрооборудование оперения	1,0	1,0	Прицел ОПБ-1Д	—	13,5
Металлизация и прочее	2,5	2,5	Фотокинопулеметы (2 шт.)	—	6,6
Кислородный прибор пилота	2,05	2,05	Прицел НКПБ-1Д	—	11,0
Кислородный прибор штурмана	2,05	2,05	Фотоаппарат АФА-ИМ	—	14,0
Кислородный прибор радиста	2,05	2,05	Бортовой визир АБ-52	—	2,3
Кислородная проводка	7,85	7,85	*V. Экипаж*	270,0	270,0
Кресло пилота	8,6	8,6	Пилот с парашютом	90,0	90,0
Кресло штурмана	8,6	8,6	Штурман с парашютом	90,0	90,0
Кресло радиста	4,3	4,3	Радист с парашютом	90,0	90,0
Кресло стрелка	3,0	3,0	*VI. Топливо и масло*	573,0	573,0
Командный прибор АФА	1,6	1,6	Топливо в баке № 4	312,0	312,0
Установка АФА-ИМ с УН-1	3,2	3,2	Топливо в баке № 5	191,0	191,0
СПУ	5,5	5,5	Масло	70,0	70,0
Установка приемника РСИ-6, усилителя и умформера	6,1	6,1	*VII. Боеприпасы*	—	210,2
			Патроны 60 шт.	—	10,2
			Бомбы передние	—	100,0
			Бомбы задние	—	100,0

7. ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

Таблица 7

Наименование агрегатов и нагрузки	Px [кгм]	x от второго лонжерона [м]	P [кг]	y от строительной горизонтали фюзеляжа [м]	Py [кгм]
I. Конструкция					
шасси выпущено	1562,3	—	3538,1	—	—113,5
то же, шасси убрано	2109,7	—	3538,1	—	421,4
Центроплан	—27,1	—0,036	751,9	0,29	218,0
Отъемные части крыла	81,8	0,138	592,6	0,49	290,4
Стыковка и окраска	7,0	0,400	17,4	0,39	6,8
Носовая часть фюзеляжа	—453,2	—2,85	159,0	—0,20	—31,8
Средняя часть фюзеляжа	57,8	0,31	186,6	—0,12	—22,4
Передний фонарь	—168,0	—2,40	70,0	0,79	55,3
Хвостовая часть фюзеляжа	1179,0	4,84	243,6	—0,11	—26,8
Задний фонарь	115,6	3,40	34,0	0,61	20,7
Хвостовой кок	66,4	8,30	8,0	—0,02	—0,2
Окраска фюзеляжа	6,0	0,40	15,0	0	0
Стабилизатор	534,0	7,5	71,2	0,44	31,3
Руль высоты	368,7	8,05	45,8	0,40	18,3
Киль	285,0	7,6	37,5	0,74	27,8
Руль поворота	206,0	8,04	25,7	0,70	18,0
Зализы, обтекатели, окраска	79,4	7,71	10,3	0,37	3,8
Управление в передней кабине	—144,0	—3,00	48,0	—0,16	—7,7
Мост управления второго пилота	—136,5	—3,5	39,0	—0,42	—16,4
Установка моста второго пилота	—45,5	—3,5	13,0	—0,42	—5,4
Управление в средней части фюзеляжа	8,5	0,55	15,4	—0,19	—2,9
Управление в хвостовой части фюзеляжа	57,1	5,19	11,0	—0,14	—1,5
Управление в отъемных частях крыла	13,9	0,91	15,3	0,43	6,6
Управление в центроплане	11,1	1,32	8,4	0,22	1,8
Управление в оперении	72,2	7,22	10,0	0,55	5,5
Управление стопором	—1,9	—0,73	2,6	0,11	0,3
Управление щитками	29,7	1,54	19,3	0,20	3,9
Гидравлическое оборудование передней кабины	—111,0	—3,00	37,0	0,02	0,7
Гидравлическое оборудование хвостовой части фюзеляжа	30,8	4,40	7,0	—0,23	—1,6
Гидравлическое оборудование центроплана	—3,1	—0,06	51,0	0,20	10,2
Гидравлическое оборудование силовой установки	—31,2	—2,23	14,0	—0,15	—2,1
Обтекатель шасси	44,3	0,26	170,3	—0,39	—66,4
Шасси в убранном положении	131,3	0,29	452,9	—0,16	—72,5
Хвостовое колесо (убрано)	321,2	7,30	44,0	—0,15	—6,6
Шасси (выпущено)	—412,1	—0,91	(452,9)	—1,31	—593,3
Хвостовое колесо (выпущено)	317,2	7,21	(44)	—0,47	—20,7
Кок винта	—46,9	—2,47	19,0	—0,13	—2,5
Капот мотора	—297,9	—1,9	156,8	—0,13	—20,4
Рама шасси	—37,1	—0,79	46,9	—0,14	—6,6
Моторама	—52,5	—1,40	37,5	—0,08	—3,0
Дополнительная окраска	—14,0	—0,35	40,0	—0,03	—1,2
Неучтенные детали	—27,8	—2,50	11,1	0	0
II. Силовая установка	—2884,2		1518,1		—166,4
Моторы с маслом	—1973,4	—1,95	1012,0	—0,13	—131,6
Винты	—592,8	—2,47	240,0	—0,13	—31,2
Выхлопные коллекторы	—52,0	—1,65	31,5	—0,18	—5,7
Всасывающие патрубки	—24,0	—1,95	12,3	—0,08	—1,0
Управление моторами	—55,4	—1,50	36,9	0,09	3,3

Наименование агрегатов и нагрузки	Px [кгм]	x от второго лонжерона [м]	P [кг]	y от строительной горизонтали фюзеляжа [м]	Py [кгм]
Управление Р-7	—10,6	—2,35	4,5	0,30	1,4
Воздушная система	—4,8	—0,22	21,9	—0,21	—4,6
Система заливки	—26,4	—2,00	13,2	—0,03	—0,4
Маслобаки с креплением и контровкой	—29,7	—1,10	27,0	0,32	8,6
Маслорадиатор с креплением	—42,5	—1,70	25,0	—0,73	—18,3
Масло в радиаторах	—13,6	—1,70	8,0	—0,73	—5,8
Маслопровод и арматура	—25,8	—1,50	17,2	0,05	0,9
Бензопровод и арматура	—12,9	—0,50	25,7	0,14	3,6
Бензобак № 4	—9,2	—0,41	22,5	0,33	7,4
Бензобак № 5	—6,6	—0,38	17,4	0,45	7,8
Масло в системе	—4,5	—1,5	3,0	—0,25	—0,8
III. Оборудование	—290,9		459,8		23,5
А. Боевое оборудование	171,8		88,6		14,9
Верхняя задняя установка	192,1	3,88	49,5	0,46	22,8
Бомбардировочное оборудование	—2,9	—0,27	10,7	—0,65	—7,0
Приспособление для подъема бомб	7,8	3,88	2,0	0,45	0,9
Управление держателями	—7,7	—2,25	3,4	—0,50	—1,7
Установка прицела НКПБ-1Д	—15,3	—4,25	3,6	—0,42	—1,5
Установка пяты прицела ОПБ-1Д	—7,3	—3,33	2,2	—0,60	—1,3
Установка прицела ОПБ-1Д (походное положение)	—4,0	—3,33	1,2	—0,31	—0,4
Установка прицела ПБП-1	—12,6	—3,4	3,7	0,65	2,4
Установка пяты прицела ОПБ-1Д	—4,5	—2,26	2,0	—0,60	—1,2
Конусная установка (без конусов)	9,8	3,62	2,7	—0,56	—1,5
Прицел ПБП-1	—6,1	—3,4	1,8	0,65	1,2
Патронный рукав	18,6	3,88	4,8	0,45	2,2
Мешок для гильз и звеньев	3,9	3,88	1,0	0	0
Б. Спецоборудование	—462,7		371,2		8,6
Приборные доски пилота (без индикатора РВ-2)	—67,6	—3,5	19,3	0,42	8,1
Приборная доска штурмана	—4,0	—1,9	2,1	0,50	1,1
Панель манометров	—5,6	—3,70	1,5	0,11	0,2
Установка компаса А-4 у прицела	—6,7	—4,18	1,6	—0,38	—0,6
Установка компаса А-4 у штурмана	—4,2	—2,60	1,6	—0,10	—0,2
Проводка бензо- и масломанометра	—6,7	—2,40	2,8	0	0
Проводка АНО передней кабины	—11,5	—2,88	4,0	—0,10	—0,4
Проводка по левому носку	—2,4	—0,85	2,8	—0,24	—0,7
Проводка по правому носку	—1,1	—0,90	1,2	0,20	0,2
Проводка в мотоустановке	—15,2	—1,69	9,0	—0,09	—0,8
Установка антенной стойки	—8,6	—3,20	2,7	1,12	3,0
Манипуляционный пульт	—1,8	—1,75	1,0	0,27	0,3
Антенна	2,3	2,87	0,8	1,13	0,9
Кабели рации	—6,0	—1,00	6,0	0	0
Рамка и установка РПКО-2	—21,6	—3,0	7,2	—0,90	—6,5
Кабели РПКО-2	—14,6	—2,0	7,3	—0,10	—0,7
Агрегаты РПКО-2 на доске штурмана	—12,7	—2,23	5,7	0,50	2,9
Генератор ГС-1500	—41,8	—1,45	28,8	—0,31	—8,9
Установка аккумулятора	54,3	1,75	31,0	—0,23	—7,1
Электрооборудование кабины пилота	—146,3	—2,50	58,5	0	0
Электрооборудование центроплана	—21,0	—0,28	75,0	0,14	10,5
Электрооборудование левой консоли	1,9	0,31	6,1	0,43	2,6
Электрооборудование правой консоли	0,9	0,33	2,7	0,40	1,1
Электрооборудование левой мотогондолы	—6,3	—1,19	5,3	0	0

Наименование агрегатов и нагрузки	*Px* [*кгм*]	*x* от второго лонжерона [*м*]	*P* [*кг*]	*y* от строительной горизонтали фюзеляжа [*м*]	*Py* [*кгм*]
Электрооборудование правой мотогондолы	−6,3	−1,19	5,3	0	0
Электрооборудование оперения	7,9	7,87	1,0	0,43	0,4
Металлизация и прочее	−0,5	−0,20	2,5	−0,05	−0,1
Кислородный прибор пилота	−5,1	−2,50	2,05	0,25	0,5
Кислородный прибор штурмана	−6,2	−3,00	2,05	−0,15	−0,30
Кислородный прибор радиста	−3,5	−1,70	2,05	−0,20	−0,40
Кислородная проводка	−19,6	−2,5	7,85	0	0
Кресло пилота	−24,9	−2,89	8,6	−0,08	−0,7
Кресло штурмана	−24,9	−2,89	8,6	−0,08	−0,7
Кресло радиста	−7,8	−1,81	4,3	−0,30	−1,3
Кресло заднего стрелка	9,4	3,12	3,0	−0,38	−1,1
Командный прибор АФА	−5,3	−3,3	1,6	−0,10	−0,20
Установка АФА-ИМ с УН-1	17,8	5,57	3,2	−0,65	−2,1
СПУ	−7,2	−1,30	5,5	0	0
Установка приемника РСИ-6, усилителя и умформера СПУ	−5,9	−0,97	6,1	0,25	1,5
Установка передатчика РСИ-6, приемника УС-3, передатчика РСБ	−2,6	−1,23	2,1	0,40	0,8
Кабели установки РСИ-6	−3,3	−1,00	3,3	0,30	1,0
Установка РВ-2	1,1	1,11	1,0	0,40	0,5
Индикатор РВ-2 и пр. на приборной доске	−7,0	−3,5	2,0	0,42	0,8
Установка фотокинопулемета ПАУ-22	−2,3	−4,64	0,5	0,08	—
Датчик ПДК-44 с креплением	1,4	0,28	5,0	0,50	2,5
Часы АВР и АЧХО	−2,0	−2,8	0,7	0,5	0,4
Шторки в носовой части фюзеляжа	−9,6	−2,4	4,0	0,79	3,2
Установка ночного освещения	−10,0	−2,0	5,0	−0,50	−2,5
Пустой самолет, шасси выпущено, 24,6% САХ	−1612,8	−0,293	5516,0	−0,046	−256,4

Центровка вывозного варианта

Наименование агрегатов и нагрузки	*Px* [*кгм*]	*x* от второго лонжерона [*м*]	*P* [*кг*]	*y* от строительной горизонтали фюзеляжа [*м*]	*Py* [*кгм*]
К весу пустого самолета добавляется:					
Снаряжение	−28,6		87,0		14,9
Приемник РПКО-2Б	−9,1	−0,81	11,2	−0,05	−0,6
Умформер РУ-11А и РПКО-2Б	−1,3	−0,40	3,2	0,15	0,5
Радиопередатчик РСБ-3бис АД	−18,5	−1,23	15,0	0,55	8,3
Радиоприемник УС	−6,4	−1,23	5,2	0,48	2,5
Передатчик РСИ-6	−4,3	−1,23	3,5	0,72	2,5
Приемник РСИ-6	−4,9	−0,97	5,0	0,31	1,6
Умформер РУН-300 (к передатчику)	−3,6	−0,40	9,0	0,15	1,4
Умформер РУ-11А (к приемнику УС)	−1,3	−0,40	3,3	0,15	0,5
Умформер РУ-11А (к приемнику РСИ-6)	−0,8	−0,40	2,0	0,15	0,3
Умформер РУ-45А (к передатчику РСИ-6)	−1,3	−0,40	3,3	0,15	0,5
Кислородные баллоны (3 шт.)	26,4	1,10	24,0	−0,05	−1,2
Ракетница с ракетами	−3,5	−1,52	2,3	−0,61	−1,4
Экипаж	−675,9		270,0		45,0
Пилот с парашютом	−256,5	−2,85	90,0	0,25	22,5
Штурман с парашютом	−256,5	−2,85	90,0	0,25	22,5
Радист с парашютом	−162,9	−1,81	90,0	0	0
Топливо и масло	−277,5		573,0		211,4
Топливо в баке № 4	−127,9	−0,41	312,0	0,33	103,0
Топливо в баке № 5	−72,6	−0,38	191,0	0,45	86,0
Масло	−77,0	−1,10	70,0	0,32	22,4

Наименование агрегатов и нагрузки	Px [кгм]	x от второго лонжерона [м]	P [кг]	y от строительной горизонтали фюзеляжа [м]	Py [кгм]
Самолет без расходуемой нагрузки, шасси выпущено 21,0 % САХ	—2317,3	—0,395	5873	—0,033	—196,5
То же, шасси убрано, 24,2% САХ	—1769,9	—0,301	5873	—0,058	338,4
То же, с расходуемой нагрузкой, шасси выпущено, 20,7% САХ	—2594,8	—0,403	6446	0,002	14,9
То же, шасси убрано, 23,6% САХ	—2047,4	—0,318	6446	0,085	549,8
Центровка самолета в варианте для отработки боевого применения					
Исходный вариант		Центровка вывозного варианта			
Снять мост управления второго пилота	—136,5	—3,50	39,0	—0,42	—16,4
Поставить:					
Пулемет УБТ	83,0	3,88	21,4	0,45	9,6
Прицел ОПБ-1Д	—26,5	—1,96	13,5	0,06	0,8
Прицел НКПБ-1Д	—46,8	—4,25	11,0	—0,29	—3,2
Фотокинопулеметы (2 шт.)	—30,6	—4,64	6,6	0,03	0,2
Фотоаппарат АФА-ИМ	78,8	5,63	14,0	—0,48	—6,7
Бортовой визир АБ-52	—6,9	—3,00	2,3	0	0
	187,5		29,8		17,1
Патроны (60 шт.)	40,8	4,00	10,2	0	0
Бомбы передние	—33,0	—0,33	100,0	—0,93	—93,0
Бомбы задние	109,0	1,09	100,0	—0,93	—93,0
	304,3		240		—168,9
Самолет без расходуемой нагрузки, шасси выпущено, 22,2% САХ	—2129,8	—0,361	5903	—0,030	—179,4
То же, шасси убрано, 25,5% САХ	—1582,4	—0,268	5903	—0,060	355,5
То же, с расходуемой нагрузкой, шасси выпущено, 22,8% САХ	—2290,5	—0,343	6686	—0,023	—154,0
То же, шасси убрано, 25,6% САХ	—1743,1	—0,261	6686	0,057	380,9

Определение положения центра тяжести самолета в процентах САХ (фиг. 23)

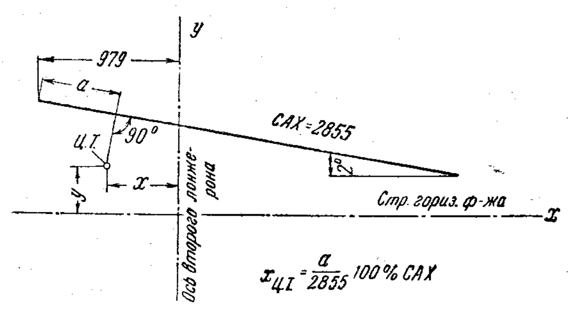
I. Пустой самолет, шасси выпущено

$$x=\frac{703}{2855}\cdot 100=24{,}6\%\ \text{САХ}.$$

II. Самолет в вывозном варианте

1. Самолет без расходуемой нагрузки, шасси выпущено:

$$x=\frac{600}{2855}\cdot 100=21{,}0\%\ \text{САХ}.$$



Фиг. 23. Схема центровки самолета.

2. Самолет без расходуемой нагрузки, шасси убрано:

$$x=\frac{691}{2855}\cdot 100=24{,}2\%\ \text{САХ}.$$

3. Самолет с расходуемой нагрузкой шасси выпущено:

$$x=\frac{591}{2855}\cdot 100=20{,}7\%\ \text{САХ}.$$

4. Самолет с расходуемой нагрузкой, шасси убрано

$$x=\frac{673}{2855}\cdot 100=23{,}6\%\ \text{САХ}.$$

III. Самолет в варианте для отработки боевого применения

1. Самолет без расходуемой нагрузки, шасси выпущено

$$x=\frac{634}{2855}\cdot 100=22{,}2\%\ \text{САХ}.$$

2. Самолет без расходуемой нагрузки, шасси убрано

$$x=\frac{728}{2855}\cdot 100=25{,}5\%\ \text{САХ}.$$

3. Самолет с расходуемой нагрузкой, шасси выпущено

$$x = \frac{652}{2855} \cdot 100 = 22{,}8\%\ \text{САХ}.$$

4. Самолет с расходуемой нагрузкой, шасси убрано

$$x = \frac{731}{2855} \cdot 100 = 25{,}6\%\ \text{САХ}.$$

Определение противокапотажных углов (фиг. 24)

Самолет в вывозном варианте

1. Самолет без расходуемой нагрузки, шасси выпущено

$x_{ц.\,т.} = -395$ *мм*

$y_{ц.\,т.} = -33$ „

$A = 2611{,}5 - 33{,}0 = 2578{,}5$ *мм*

$B = 1115 - 395 = 720$ „

$d = 720 - 87 = 633$ „

$l = 2578{,}5 - 9 = 2569{,}5$ „

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{633}{2569{,}5} = 0{,}24635$$

$$\beta = 13°50'.$$

Противокапотажный угол

$$13°50' + 11°10' = 25°$$

2. Самолет с расходуемой нагрузкой, шасси выпущено

$x_{ц.\,т.} = -403$ *мм*

$y_{ц.\,т.} = 2$ „

$A = 2611{,}5 + 2 = 2613{,}5$ *мм*

$B = 1115 - 403 = 712$ „

$d = 712 - 87 = 625$ „

$l = 2613{,}5 - 9 = 2604{,}5$ „

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{625}{2604{,}5} = 0{,}23996$$

$$\beta = 13°30'.$$

Противокапотажный угол

$$13°30' + 11°10' = 24°40'.$$

Самолет в варианте для отработки боевого применения

1. Самолет без расходуемой нагрузки, шасси выпущено

$x_{ц.\,т.} = -361$ *мм*

$y_{ц.\,т.} = -30$ „

$A = 2611{,}5 - 30 = 2581{,}5$ *мм*

$B = 1115 - 361 = 754$ „

$d = 754 - 87 = 667$ *мм*

$l = 2581{,}5 - 9 = 2572{,}5$ *мм*

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{667}{2572{,}5} = 0{,}25928$$

$$\beta = 14°32'.$$

Противокапотажный угол

$$14°32' + 11°10' = 25°42'.$$

2. Самолет с расходуемой нагрузкой, шасси выпущено

$x_{ц.\,т.} = -343$ *мм*

$y_{ц.\,т.} = -23$ „

$A = 2611{,}5 - 23 = 2588{,}5$ *мм*

$B = 1115 - 343 = 772$ „

$d = 772 - 87 = 685$ „

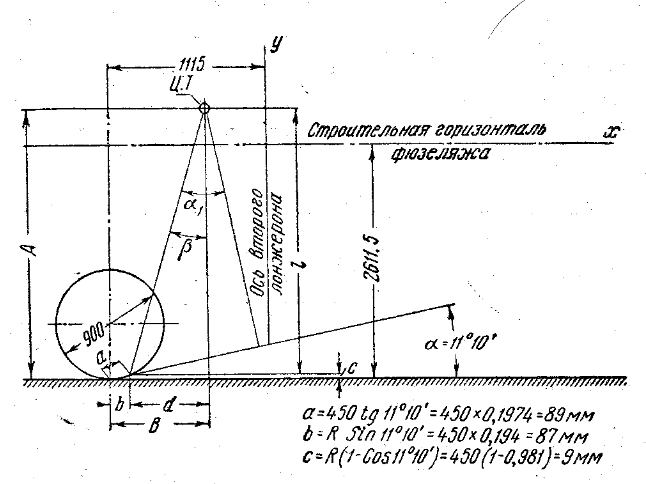
$l = 2588{,}5 - 9 = 2579{,}5$ „

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{685}{2579{,}5} = 0{,}26555$$

$$\beta = 14°52'.$$

Противокапотажный угол

$$14°52' + 11°10' = 26°02'.$$



Фиг. 24. Схема определения противокапотажных углов.

Таблица 8

Варианты центровок и соответствующие им противокапотажные углы

	Наименование	Полетный вес [кг]	Центровка [% САХ]	Противокапотажный угол
	Пустой самолет, шасси выпущено	5516	24,6	
Вывозной вариант	Самолет без расходуемой нагрузки, шасси выпущено	5873	21,0	25°
	То же, шасси убрано	5873	24,2	
	Самолет с расходуемой нагрузкой, шасси выпущено	6446	20,7	24° 40′
	То же, шасси убрано	6446	23,6	
Вариант для отработки боевого применения	Самолет без расходуемой нагрузки, шасси выпущено	5903	22,2	25° 42′
	То же, шасси убрано	5903	25,5	
	Самолет с расходуемой нагрузкой, шасси выпущено	6686	22,8	26° 02′
	То же, шасси убрано	6686	25,6	

Для обеспечения предельно передней центровки, рекомендуемой НИИ ВВС (акт № 124), в нагрузку вывозного варианта включается пулемет УТБ и фотоаппарат АФА-ИМ.

Таблица 9

Самолет в вывозном варианте с добавлением пулемета УБТ и фотоаппарата АФА-ИМ

Наименование	Вес [кг]	Центровка [% САХ]	Противокапотажный угол	Наименование	Вес [кг]	Центровка [% САХ]	Противокапотажный угол
Самолет без расходуемой нагрузки, шасси выпущено	5908,4	22,1	25° 38′	Самолет с расходуемой нагрузкой, шасси выпущено	6481,4	21,6	25° 14′
То же, шасси убрано	5908,4	25,2		То же, шасси убрано	6481,4	24,6	

СОДЕРЖАНИЕ